

Research Status of Nickel-based Superalloy Used for Turbine Blades

Hangdong Liu

Nanjing North Road Intelligent Control Technology Co., Ltd. Zhengzhou Branch, Zhengzhou, Henan, 450000, China

Abstract

Since the trial production of the simplest nickel based high-temperature alloy GH3030 in 1956, after more than 60 years of technological accumulation and industry development, many technological achievements have been made, meeting the development needs of Chinese turbine engines. The paper briefly introduces the strengthening methods, repair methods, manufacturing processes, and methods of nickel based alloys used for turbine blades. This paper summarizes the research status of nickel based alloys for turbine blades and elaborates on future development trends.

Keywords

turbine blade; high-temperature alloy; repair; performance

涡轮叶片用镍基高温合金研究现状

刘航东

南京北路智控科技股份有限公司郑州分公司, 中国 · 河南 郑州 450000

摘 要

从1956年开始最简单的镍基高温合金GH3030的试制以来, 经过60多年的技术积累和行业发展, 取得了不少技术成果, 满足了中国涡轮发动机的发展需要。论文简要地介绍了涡轮叶片用镍基合金的强化方式、修复方式、制造工艺及方法。综述了涡轮叶片用镍基合金的研究现状, 并且阐述了今后的发展趋势。

关键词

涡轮叶片; 高温合金; 修复; 性能

1 引言

目前全球 1MW 以上发电燃气轮机 2.1 万台, 总容量 100 万 MW, 燃气轮机电站发电量接近全球发电总量的五分之一。目前燃机本地化制造率达到约 70%, 2010 年底全国燃机电站装机超过 34000MW, 占全国发电总装机容量的 3.5%。由于全球气候环境逐渐变暖的威胁, 二氧化碳等温室气体排放控制是全人类所要面临的巨大挑战, 然而燃用天然气的燃气轮机电站二氧化碳排放量是各种先进燃煤电站的二分之一左右。所以, 国内外科技界与产业界已认识到, 燃气轮机是 21 世纪乃至更长时期内能源高效转化与洁净利用的核心动力装备^[1]。当今燃气涡轮发动机超过 50% 的优质材料由高温合金制成, 其中在发动机材料的含量中镍基高温合金约占整个材料的 40%。因为镍基高温合金长期在中高温环境下所表现出来的优异性能, 发现其良好的气体耐腐蚀性和抗氧化性, 非常适合在高温下长期运行。因此, 它们

最被广泛地用于高温环境下的机械部件, 如涡轮叶片、导向叶片、涡轮盘、燃烧室等。因此, 研究涡轮叶片用镍基高温合金对于航空航天及国防事业和燃气轮机都具有非常重要的意义^[2]。

2 涡轮叶片用镍基高温合金修复研究现状

涡轮叶片在使用运转过程中, 由于长期受到高温腐蚀和强气流的冲刷磨损而发生失效现象。经过技术分析得出, 在众多失效现象中, 其大多数的老化损伤是可修复的^[3]。同时, 如果采用合适的修复手段对老化损伤的涡轮叶片进行技术修复, 不仅可以提高叶片的使用寿命, 同时也可以减少其大量的经济损失。

2.1 激光修复

针对镍基高温合金叶片强化与修复的需求^[4], 我们在高温合金 K438 基体上利用 7kWCO₂ 激光成形系统, 采用同轴送粉的技术方式, 以氩气作为保护气体和粉末载气上激光熔覆 Inconel738 合金涂层, 分析了基体组织及熔覆层中微观缺陷对熔覆层裂纹的影响。研究得出在激光熔覆 Inconel738 合金过程中产生裂纹主要原因与原始组织中沿晶界析出的

【作者简介】刘航东 (1996-), 男, 中国河南汝州人, 本科, 助理工程师, 从事产品结构设计研究。

碳化物、低熔点共晶物有关,裂纹主要萌生于基体一侧及多层熔覆过程中的熔覆层内部。晶界处的($\gamma+\gamma'$)低熔点共晶物是其主要的裂纹源。在激光熔覆冷却凝固过程中,晶界处的 γ/γ' 低熔点共晶物发生液化,形成晶间液膜,在残余拉应力的作用下将被拉开,形成裂纹,并且沿晶扩展。根据上述研究,我们在激光熔覆过程中,采用对基体冷却的方法可以减少甚至避免熔覆层裂纹的产生。

针对镍基高温合金激光熔覆过程中覆层极易产生裂纹的问题,在高温合金 K438 基体上激光熔覆 Inconel738 合金粉,研究了熔覆层的开裂机理以及裂纹控制的方式方法。通过实验得出裂纹由靠近基体端的过渡层产生并扩展到熔覆层,具有典型的沿晶特征,裂纹的形成主要与熔覆层中的热输入和低熔共晶相有关。从减少激光熔覆层中的低熔共晶相出发,通过优化激光熔覆的工艺参数、添加适量 Y2O3 材料以及对基体进行同步冷却,可以在一定程度上减少甚至避免熔覆层裂纹的产生^[5]。

根据定向凝固镍基高温合金叶片的强化与修复需求,研究了在定向凝固镍基高温合金基体上激光熔覆 Inconel738 的裂纹敏感性问题。通过实验得出熔覆过程中激光功率的降低,不仅材料的裂纹灵敏度可以显著降低,而且如果选择合适的制造工艺方法和激光熔覆工艺参数,还可以获得成形良好、无裂纹的定向凝固组织^[6]。

采用短脉冲激光对现 inconel718 高温合金裂纹进行清洗和刻蚀修形,然后利用高功率连续激光进行修复。结果表明:通过控制工艺参数(激光功率、扫描速度、离焦量)可以得到无缺陷的修复试样^[7]。

2.2 焊接修复

研究了选取激光熔化(SLM)Inconel718合金的激光焊接接头的组织和性能。结果表明:SLM Inconel718合金的激光焊接接头的宏观质量较好,没有发现冶金缺陷的存在。同时经过固溶+时效处理后,SLM母材和焊缝显微硬度值分别提高了55.2%和77.3%^[8]。

采用 HGH625, KC20WN 和 HGH3044 焊丝对镍基合金 K438 开展补焊工艺研究。研究发现:焊丝中含有适量的 Al, Ti 元素可以有效改善焊缝组织,提高焊缝性能,但过多的 Al, Ti 元素会增大合金热裂纹的倾向性;晶界热裂纹的产生与晶界形成的碳化物有关,碳化物的存在削弱了晶粒之间作用力,一定程度上诱导合金补焊过程中热裂纹的形成^[9]。

3 涡轮叶片用镍基高温合金的强化研究

3.1 热处理

北京航空材料研究院先进高温结构材料重点实验室张明君等^[10]研究了热等静压(HIP)温度对 K438 合金显微组织和高温力学性能的影响,得出热等静压能使 K438 合金显微疏松闭合,使组织更加均匀化,提高了拉伸伸长率和断面收缩率。且 HIP(1170℃)+ST(缓慢炉冷的方式)确保了

合金高温持久性能,降低了合金的抗拉强度,大幅度提高了塑性。

对沉积态、直接时效态、固溶时效态、均匀化后固溶时效态 4 种状态激光沉积 Inconel718 合金的显微组织和力学性能进行了对比分析。拉伸试验结果显示,直接时效态合金强度最高,均匀化后固溶时效态合金塑性最好。综合考虑 3 种热处理状态的室温和高温拉伸试验结果,均匀化后固溶失效态试样不仅具有高于锻态 AMS 标准的强度,而且有很好的塑性^[11]。

对 Inconel718 合金进行了(920℃~1060℃)×1.5h+(650~850)℃×(6~10)h的固溶时效处理,研究了固溶温度和时效温度、时间对合金组织和力学性能的影响,并获得了较理想的固溶时效工艺^[12]。

研究了热处理对激光立体成形(LSF)Inconel718 微观组织和力学性能的影响规律。结果表明,激光立体成形 Inconel718 经直接时效(DA)处理后,与沉积态相比,硬度和拉伸强度均明显提高。而经均匀化、固溶和双级时效(960STA)热处理后,合金性能得到进一步改善,室温、高温拉伸强度和塑性都达到了高强锻件的技术标准 Q/3B 548—1996(高强)^[13]。

通过热等静压(HIP)消除了激光快速成形(LRF)Inconel718 高温合金件的裂纹,研究了 HIP 处理对 LRF Inconel718 高温合金组织和性能的影响。结果表明,经过 1160℃×2h/200MPa 热等静压的高压、高温处理后,修复成形件的裂纹效果明显。之后进行热处理,在一定程度上提高了拉伸强度和塑性。

实验得出了激光增材再制造 Inconel718 合金的组织及性能在不同时效处理下的表现。

3.2 表面处理

在 K438 高温合金表面制备了 Al-Si 涂层,以提高基体合金的抗高温氧化性能。

4 涡轮叶片用镍基高温合金的性能研究

4.1 疲劳行为研究

在应力比 R=-1, 转速为 5000r/min(83.3Hz)和实验室静态空气介质环境下,研究了抗热腐蚀铸造镍基高温合金 K435 的旋转弯曲疲劳行为,得到其应力-疲劳寿命(S-Nt)曲线,测出其室温旋转弯曲疲劳极限为 220MPa。用扫描电镜观察了疲劳断口形貌,发现裂纹主要萌生在试样表面或近表面缺陷处,断口主要由裂纹萌生区,裂纹稳态扩展区和瞬间断裂区组成;并讨论了 K435 合金疲劳断裂的机制,用透射电镜观察了合金微观组织的变化。

概述高温低周疲劳寿命预测模型,对新型铸造镍基高温合金 K435 金在 900℃下进行了低周疲劳试验,用各种预测公式对试验结果进行拟合,并对塑性应变能和幂指数公式进行了改进,改进公式的拟合效果优于未改进的公式,

尤其是改进的塑性应变能公式在文中所有的预测公式中精度最高。研究结果为燃气涡轮叶片的寿命预测提供了技术支持。

4.2 高温蠕变行为研究

蠕变是材料在一定温度和低于屈服强度的应力下缓慢的塑性变形。了解高温合金的蠕变规律和蠕变机制对于正确使用高温合金及其潜力具有重要意义。

探索 K435 合金在不同蠕变条件下的蠕变定律,观察到蠕变过程中的位错组态,经过全面分析,总结了合金的蠕变变形机制图,为 K435 合金的实际使用提供理论基础,如图 1 所示。

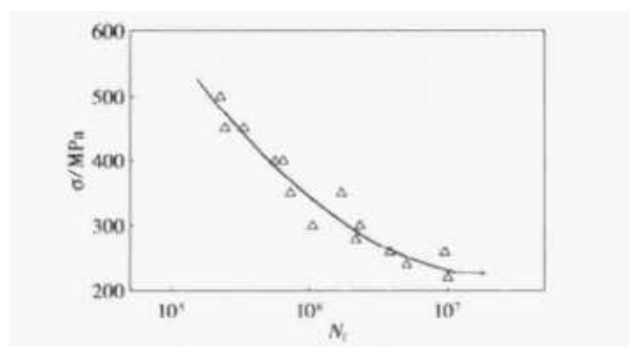


图 1 蠕变变形机制图

对预测蠕变曲线的 θ 映射法和修正的 θ 映射法进行了研究,改进了预测蠕变曲线的双幂指数函数法,并且用高温合金 K435 在 800℃和 900℃时的蠕变试验数据进行了验证,通过分析方程的数学形态和蠕变曲线拟合优度,证明了改进的方法能够描述真实的蠕变曲线,较好地吻合实际的试验数据。

5 结论

众所周知,涡轮叶片不仅是燃气轮机和航空发动机重要组成部分,而且与中国的国防、能源、交通、环保事业有着密切相关的联系,其重要性不言而喻。而目前镍基高温

合金又是航空业、航海业等发动机及轮机叶片制造的重要原料,所以同样有着举足轻重的地位。所以论文分别从修复,强化,性能等方面研究综述了涡轮叶片用镍基合金的研究现状,阐述了中国涡轮叶片用镍基合金的制造工艺和方法。笔者相信随着涡轮叶片技术日臻完善,未来中国现代燃气轮机和航空航天事业必将得到更大的发展。

参考文献

- [1] 蒋洪德.加速推进重型燃气轮机核心技术研究开发和国产化[J].动力工程学报,2011,31(8):563-566.
- [2] 王会阳,安云岐,李承宇,等.镍基高温合金材料的研究进展[J].材料导报,2011,25(S2):482-486.
- [3] 胡乾午,刘顺洪,李志远,等.涡轮发动机叶片的激光表面强化[J].应用激光,1998(2):75-77+66.
- [4] 时阳,陈智君,张群莉,等.镍基高温合金表面激光熔覆Inconel 1738合金层的开裂行为[J].金属热处理,2011,36(3):72-76.
- [5] 陈智君,张群莉,楼程华,等.Inconel 738激光熔覆层的裂纹控制方法[J].应用激光,2013,33(1):7-13.
- [6] 孙鸿卿,钟敏霖,刘文今,等.定向凝固镍基高温合金上激光熔覆Inconel738的裂纹敏感性研究[J].航空材料学报,2005(2):26-31.
- [7] 徐子法,焦俊科,张正,等.镍基高温合金激光修复工艺研究[J].材料导报,2019,33(19):3196-3202.
- [8] 唱丽丽,汪涛,申赛刚,等.选区激光熔化增材制造In718合金的激光焊接性能[J].材料热处理学报,2020,41(3):62-69.
- [9] 尹懿,李水涛,晏建武,等.K438精铸件氩弧焊补焊工艺研究[J].焊接技术,2016,45(11):35-37+98.
- [11] 张明军,姜华,孔金令,等.热等静压温度对K438合金显微组织和高温力学性能的影响[J].材料热处理学报,2015,36(12):98-102.
- [12] 吕旭东,温博,杜金辉.热处理对选择性激光熔炼IN718显微组织和力学性能的影响(英文)[J].稀有金属材料与工程,2019,48(5):1386-1393.
- [13] 刘永飞,刘宏亮,赵献益,等.固溶时效对Inconel718合金组织和力学性能的影响[J].机械工程材料,2016,40(3):49-51+56.